

Санкт-Петербургский государственный университет

Механика и Математическое Моделирование

Гидроаэромеханика

Груздев Кирилл Сергеевич

Численное моделирование течения газа с энергоподводом в плоском канале

Бакалаврская работа

Научный руководитель:

Доцент, к.ф-м.н., Карпенко А.Г.

Рецензент:

Старший преподаватель, к.ф-м.н Хоронжук Р.С.

Санкт-Петербург

2016

SAINT-PETERSBURG STATE UNIVERSITY

Mechanics and Mathematical Modeling

Hydroaeromechanics

Gruzdev Kirill

Numerical modelling of gas flow with energy delivery in flat channel

Bachelor's Thesis

Scientific supervisor:

PhD in Physics, Assistant Professor, A. Karpenko

Reviewer:

PhD in Physics, Assistant Professor, R. Khoronzhuk

Saint-Petersburg

2016

Содержание

Введение.....	4
Гл. 1. Постановка задачи.....	5
Гл. 2. Результаты.....	10
Гл. 3. Обсуждение результатов.....	25
Выводы.....	26
Литература.....	27

Введение

При полетах со сверхзвуковой скоростью интересно распределение давления на входе воздухозаборника [1]. В приведенной статье было рассмотрено обтекание сверхзвукового воздухозаборника, и именно оттуда брались геометрические параметры и начальные условия. Но кроме простейшего обтекания воздухозаборника интересны случаи подвода энергии непосредственно перед рассматриваемым телом [2]. В приведенной работе рассматривался постоянный подвод энергии с помощью различных средств. В этой же работе энергоподвод будет осуществляться импульсно, симулируя при этом энергоподвод с помощью микроволн. В зависимости от положения локального по времени и размерам энергоподвода можно изменить режим работы двигателя, то есть увеличить давление на входе воздухозаборника, тем самым увеличить мощность двигателя, или же уменьшить, создавая при этом ситуацию воздушного голодания двигателя, что в свою очередь может привести к прекращению работы последнего. Кроме того, запуск сверхзвуковых летательных аппаратов сопряжен с их разгоном до определенных скоростей. Это необходимо для создания определенных характеристик потока на входе в двигатель, то есть в воздухозаборнике. С помощью подвода энергии можно увеличить расход воздуха на воздухозаборнике, при этом не разгоняя сам летательный аппарат до достаточных скор. Это потенциально может сократить затраты топлива на разгон с помощью сторонних средств.

Глава 1. Постановка задачи.

В данной курсовой работе целью является численный расчет газодинамических параметров для плоской модели сверхзвукового воздухозаборника, находящейся в сверхзвуковом потоке, без подвода энергии и с ним. Для этого использовался пакет численного моделирования газовой динамики Fluent 17.0, компании Ansys. Эта программа для численного решения использует метод конечных объемов (МКО), который неформально описывается так.

Выбирается некоторая замкнутая область течения жидкости или газа, для которой производится поиск полей макроскопических величин (например, скорости, давления), описывающих состояние среды во времени и удовлетворяющих определенным законам, сформулированным математически. Наиболее используемыми являются законы сохранения в Эйлеровых переменных. Для любой величины ϕ , в каждой точке пространства $O(x, y, z, t)$, окруженной некоторым замкнутым конечным объемом, в момент времени t существует следующая зависимость: общее количество величины ϕ в объеме может изменяться за счет следующих факторов:

- транспорт количества этой величины через поверхность, ограничивающую контрольный объем — поток;
- генерация (уничтожение) некоторого количества величины ϕ внутри контрольного объема — источники (стоки).

Другими словами, при формулировке МКО используется физическая интерпретация исследуемой величины. Например, при решении задач переноса тепла используется закон сохранения тепла в каждом контрольном объеме.

В нашем случае была выбрана модель идеального газа, т.е. газа, подчиняющегося закону $p = \rho RT$;

Решались следующие уравнения:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = 0;$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \vec{v}) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) = -\nabla p + \nabla(\bar{\tau}) + \rho \vec{g} + \vec{F},$$

$$\text{Где } \bar{\tau} = \mu \left((\nabla \otimes \vec{v} + \nabla \otimes \vec{v}^T) - \frac{2}{3}(\nabla \cdot \vec{v})I \right);$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \nabla \cdot (\vec{v}(\rho E + p)) = \nabla \cdot (k_{eff} \nabla T + (\bar{\tau}_{eff} \cdot \vec{v})),$$

где p – давление, ρ – плотность, \vec{v} – скорость, $\bar{\tau}$ – тензор напряжений, \vec{g} – ускорение свободного падения, \vec{F} – объемная сила, T – температура.

Здесь $k_{eff} = k + k_t$, k_t есть турбулентная теплопроводность, определяемая моделью турбулентности; $E = h - \frac{p}{\rho} + \frac{v^2}{2}$, где h есть удельная энтальпия. Это обычные уравнения гидрогазодинамики, которые можно встретить, например, в [4].

В качестве модели турбулентности была выбрана модель *realizable $k - \varepsilon$* . Термин «*realizable*» (реализуемая) означает, что модель удовлетворяет определенным математическим ограничениям на напряжения Рейнольдса, согласующимся с физикой турбулентных потоков [5].

Моделируемое уравнение энергии для k и ε в модели «*realizable $k - \varepsilon$* » выглядит так:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho k u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M + S_k$$

и

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \varepsilon u_j) = \\ = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right) + \rho C_1 S \varepsilon - \rho C_2 \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{\nu \varepsilon}} + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} C_{3\varepsilon} G_b + S_\varepsilon, \end{aligned}$$

где $C_1 = \max\left(0.43, \frac{\eta}{\eta + 5}\right)$, $\eta = S \frac{k}{\varepsilon}$, $S = \sqrt{2S_{ij}S_{ij}}$. В этих уравнениях G_k представляет собой генерацию кинетической энергии турбулентности из-за средних градиентов скорости. G_b есть генерация кинетической энергии турбулентности за счет плавучести. Y_M представляет собой вклад флуктуирующей дилатации в сжимаемой турбулентности в общую скорость диссипации. C_2 и $C_{1\varepsilon}$ являются постоянными. σ_k и σ_ε являются турбулентными числами Прандтля для k и ε соответственно. S_k и S_ε являются определенными пользователем исходными условиями.

На следующем рисунке можно увидеть геометрические параметры воздухозаборника, взятого в качестве образца для симуляции.

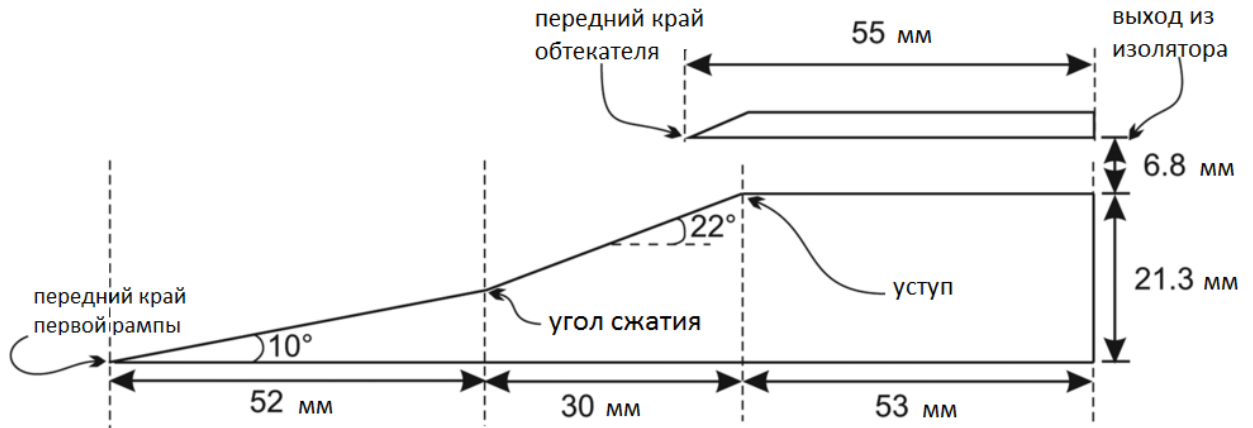


Рисунок 1. Геометрические параметры воздухозаборника.

Расчетная область для настоящего эксперимента выглядит так:

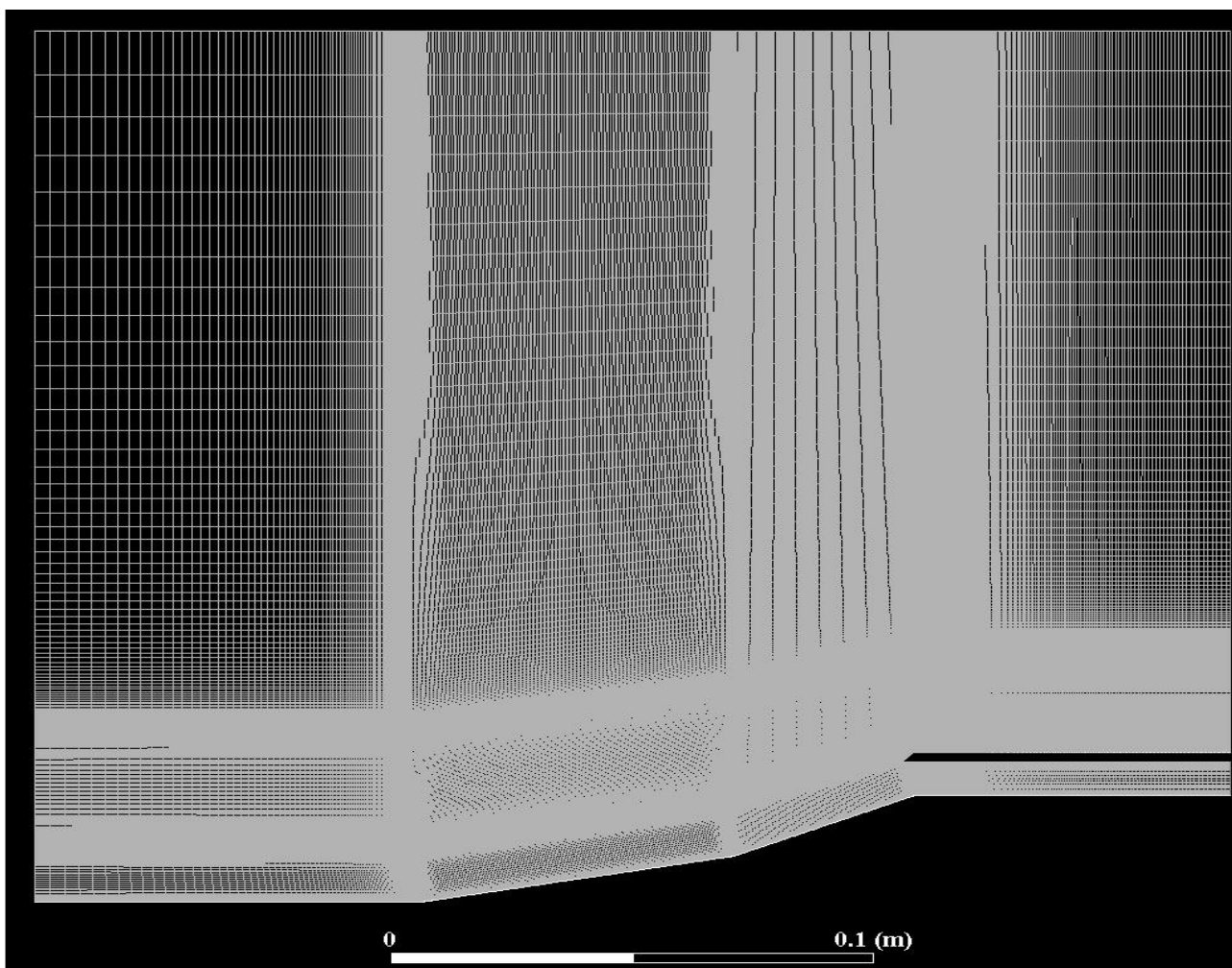


Рисунок 2. Сетка.

Размер ячеек сетки выбирался так, чтобы величина $y^+ = \rho u_\tau y / \mu$ была меньше 60.

В качестве начальных данных были выбраны следующие параметры: полное давление на левой границе $p_0 = 650000$ Па, статическое давление $p_\infty = 1228,525$ Па (таким образом было получено число Маха $M = 5$), температура потока на входе была $T = 375$ К.

При этих начальных данных была установлена ударно-волновая картина обтекания без повода энергии.

Далее была выбрана область для подвода энергии. Это прямоугольник высотой в $h = 3$ мм и длиной $l = 15$ мм. Была подведена энергия в $E_d = 1,5$ Дж. Это осуществляется с помощью изменения давления и температуры [3]. В приведенной статье энергоподвод осуществляется с помощью микроволн, и расчет производился по изменяемым параметрам производился по следующим формулам:

$$p_d = (\kappa - 1) \frac{E_d + e}{V_d},$$

$$T_d = \frac{p_d}{\rho R},$$

где $V_d = hl \cdot 1$ – объем области, в которую производится энергоподвод, $e = V_d(p/(\kappa - 1))$ – внутренняя энергия газа в области до энергоподвода. Таким образом, давление в области расчета было увеличено до $p_d = 1456,2$ Па, температура – до $T_d = 743,2$ К.

Далее производился расчет нестационарного течения при числе Куранта $CFL = 1$, что означает, что шаг по времени был равен $7,62 \cdot 10^{-10}$ с.

Глава 2. Результаты.

Сперва при описанных выше условиях была установлена картина обтекания воздухозаборника сверхзвуковым потоком воздуха. На следующих рисунках можно увидеть распределения различных величин в расчетной области.

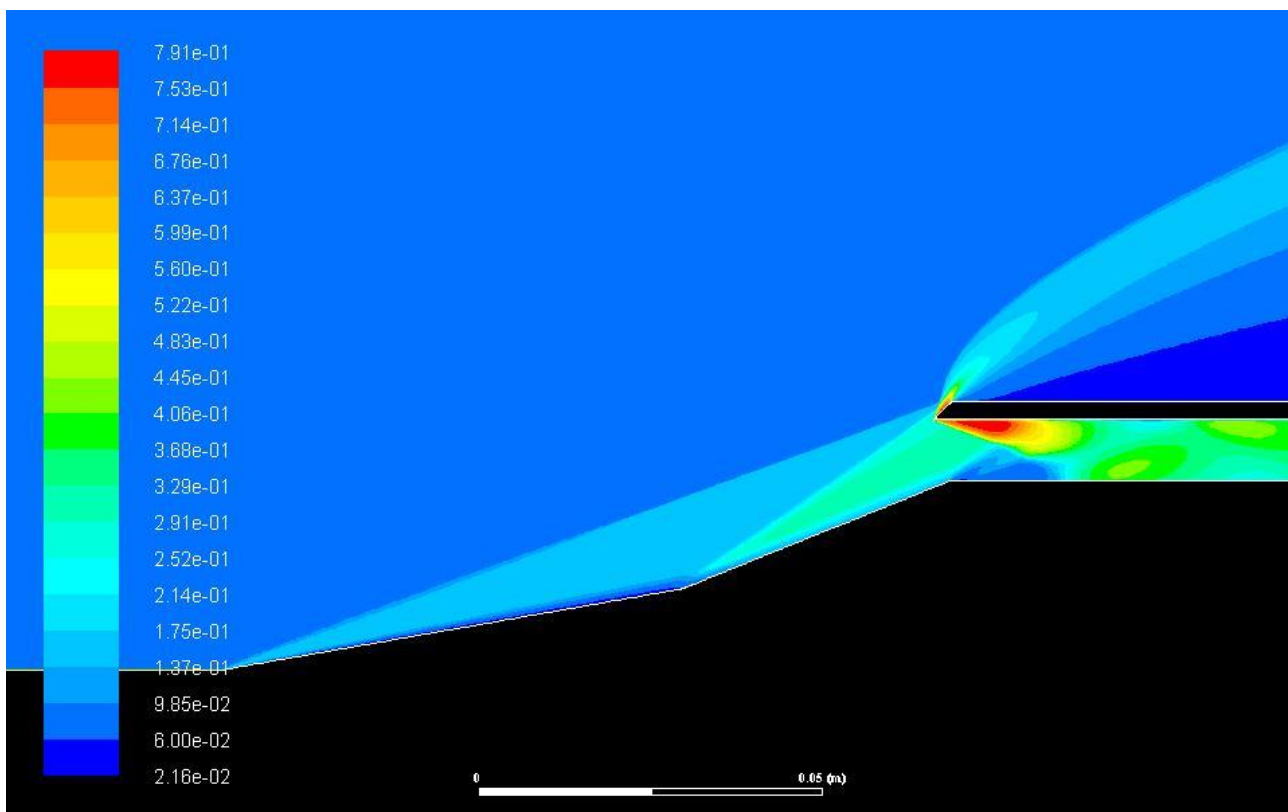


Рисунок 3. Распределение плотности при стационарном режиме обтекания (кг/м^3).

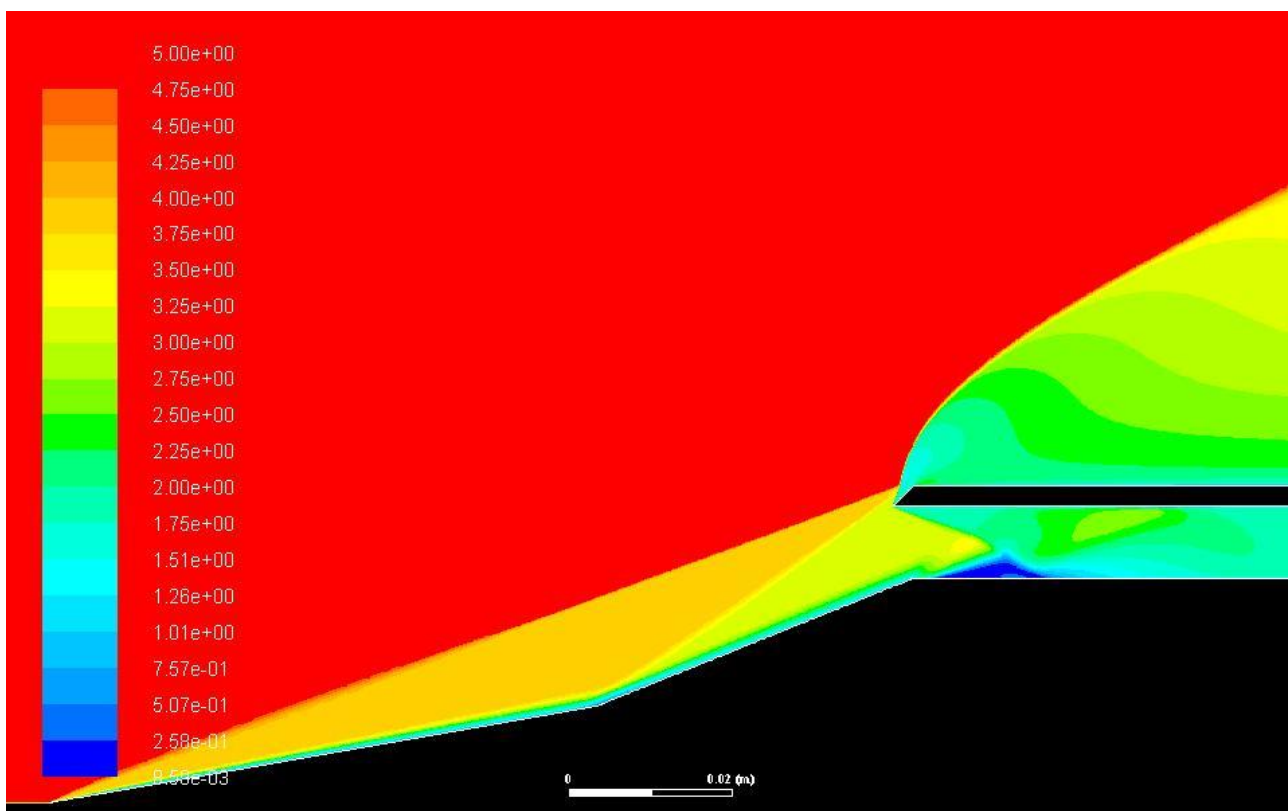


Рисунок 4. Распределение числа Маха при стационарном режиме обтекания.

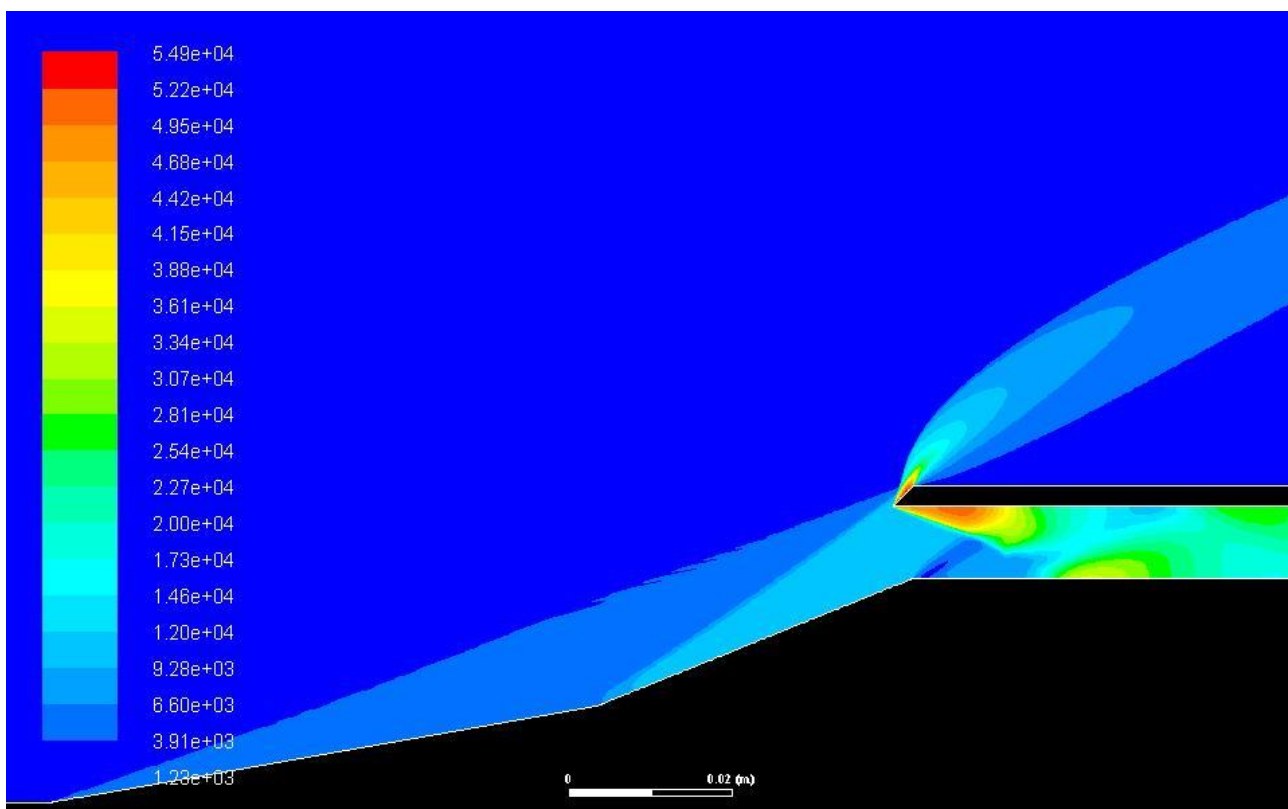


Рисунок 5. Распределение статического давления при стационарном режиме обтекания (Па).

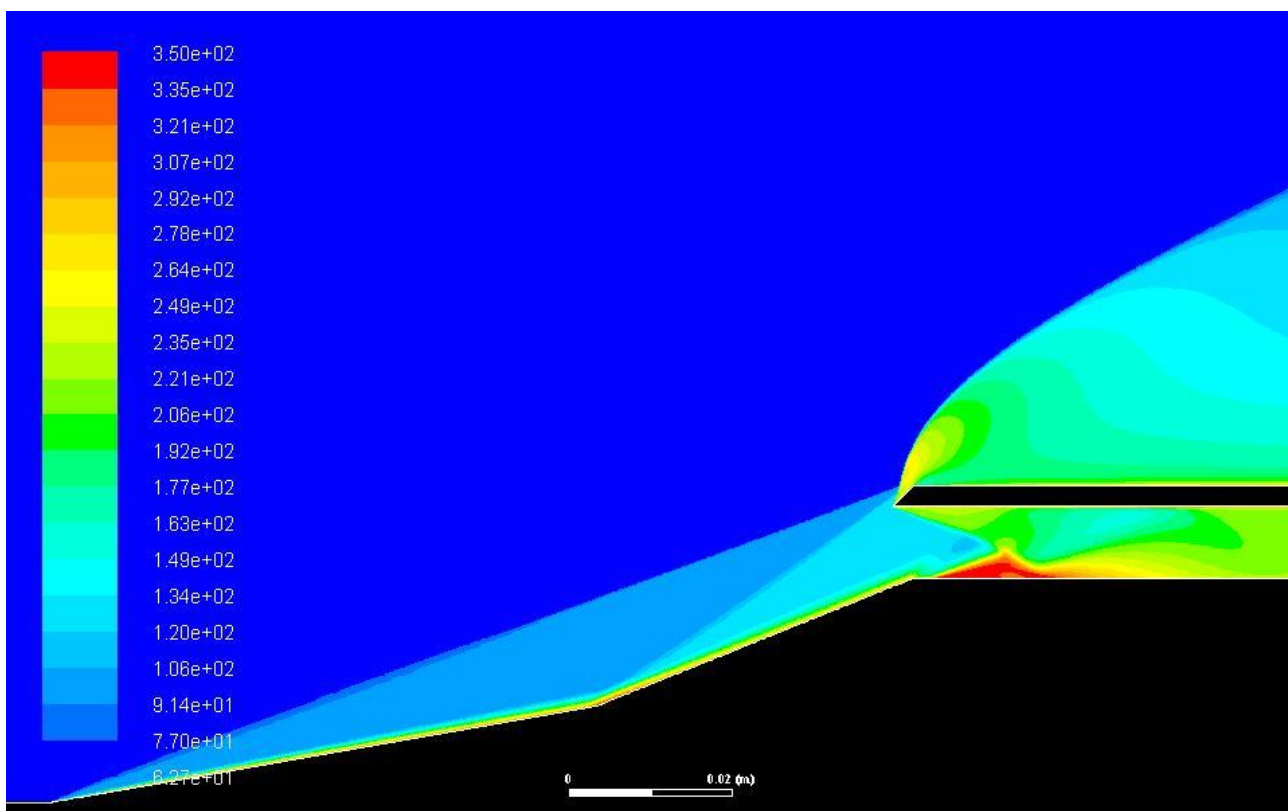


Рисунок 6. Распределение температуры при стационарном режиме обтекания (K).

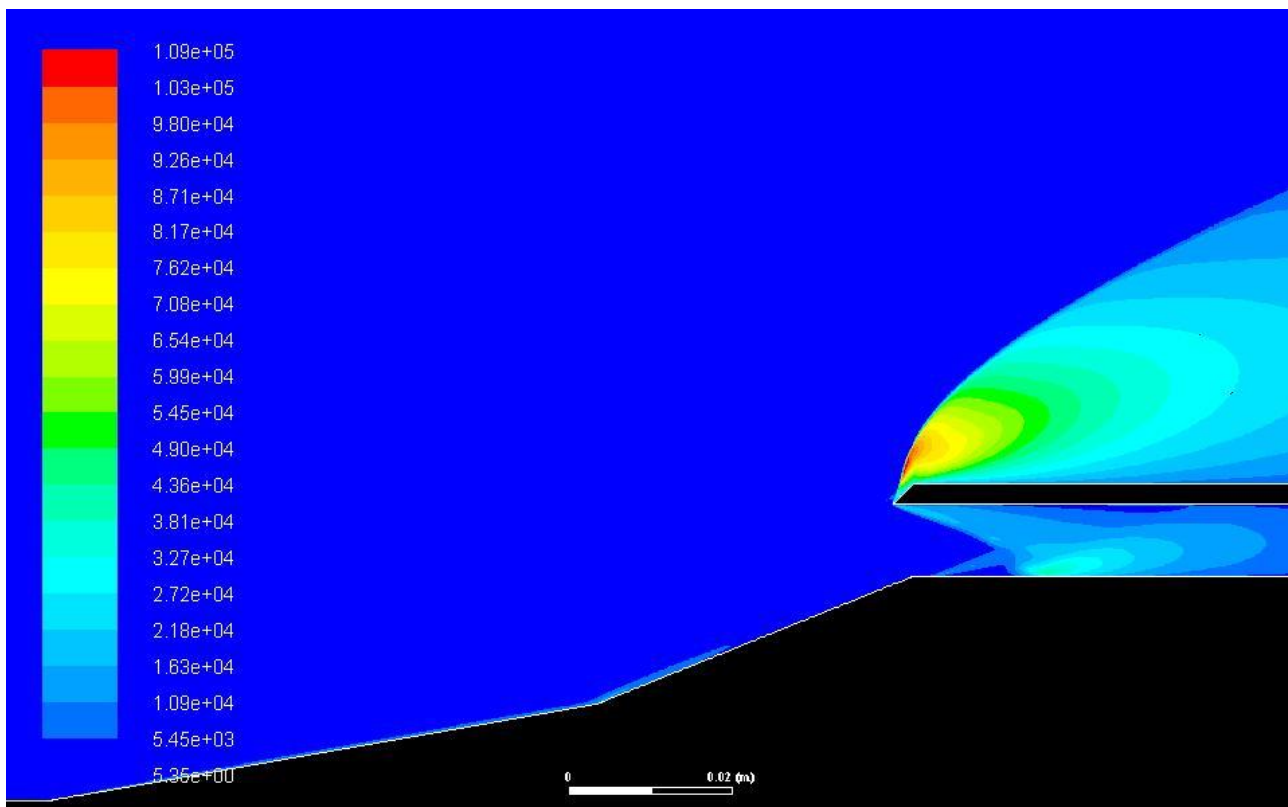


Рисунок 7. Распределение турбулентной кинетической энергии k при стационарном режиме обтекания (m^2/c^2).

Били получены интересные нас параметры на выходе из воздухозаборника, а именно массовый расход воздуха и усредненное давление:
 $Q_e = 1,3637 \text{ кг/с}$; $\bar{P}_e = 2,3452 \text{ Па}$,

Далее был осуществлен подвод энергии как описывалось в Гл. 1. Затем наблюдалось движение возмущенной области в направлении скорости потока и распространение возмущений.

На следующих рисунках видны распределения числа Маха, температуры, давления и турбулентной кинетической энергии в расчетной области на различных этапах продвижения возмущенной области.

На рисунках с 8 по 12 энергия находится перед воздухозаборником.

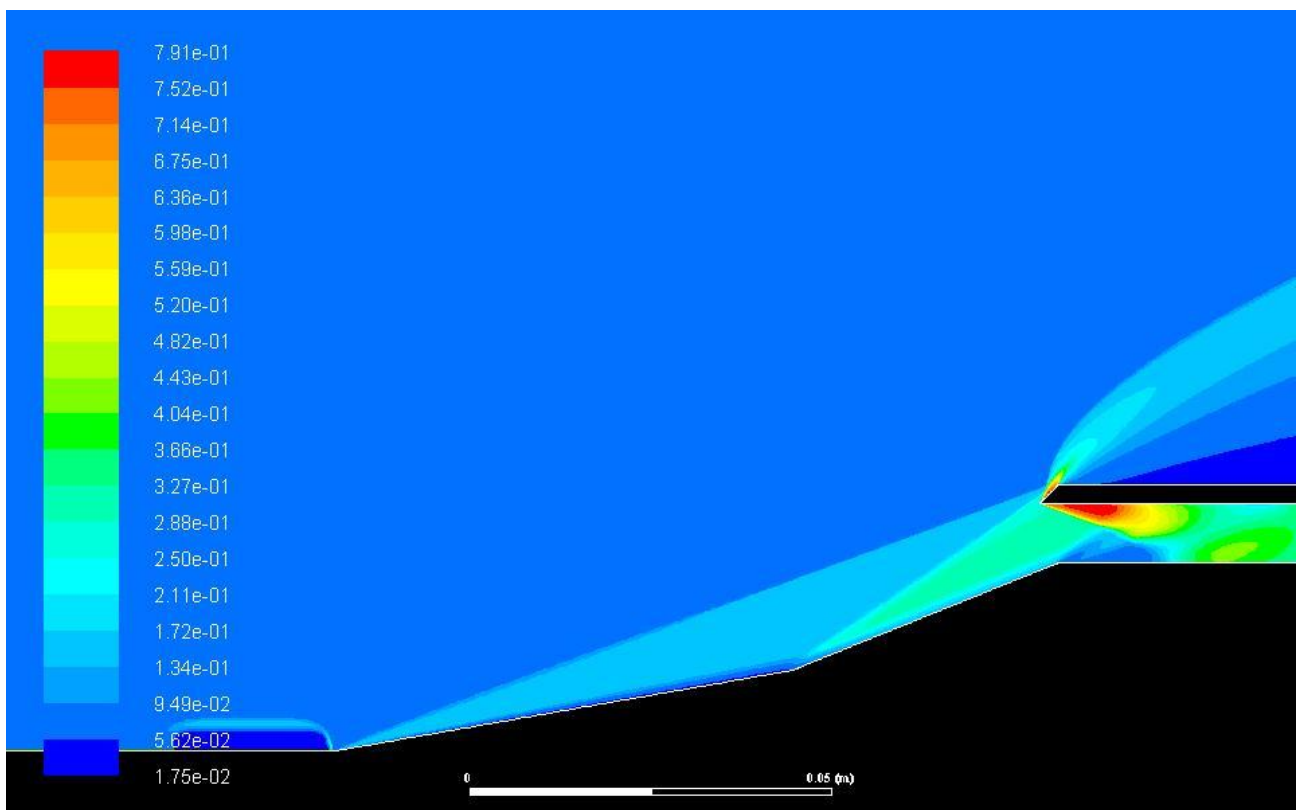


Рисунок 8. Распределение плотности в расчетной области (кг/м^3) (энергия перед воздухозаборником)

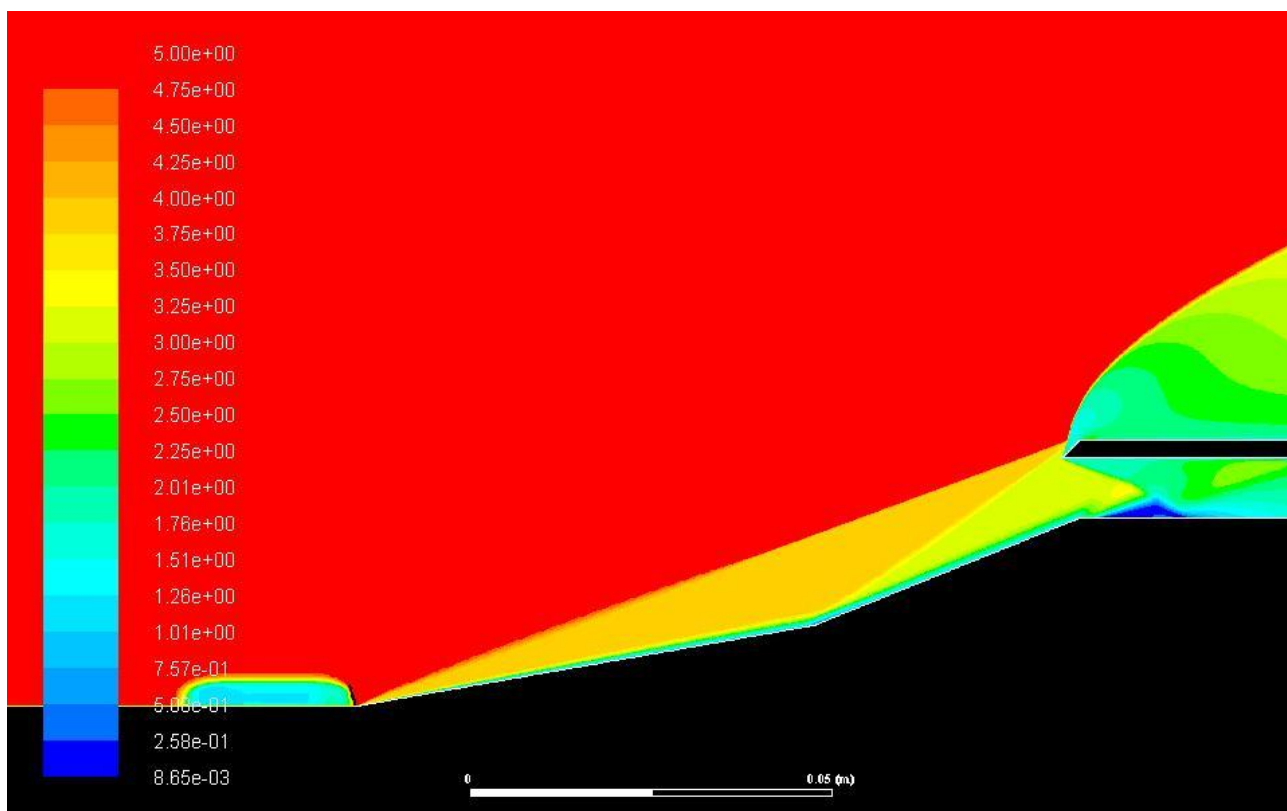


Рисунок 9. Распределение числа Маха (энергия перед воздухозаборником)

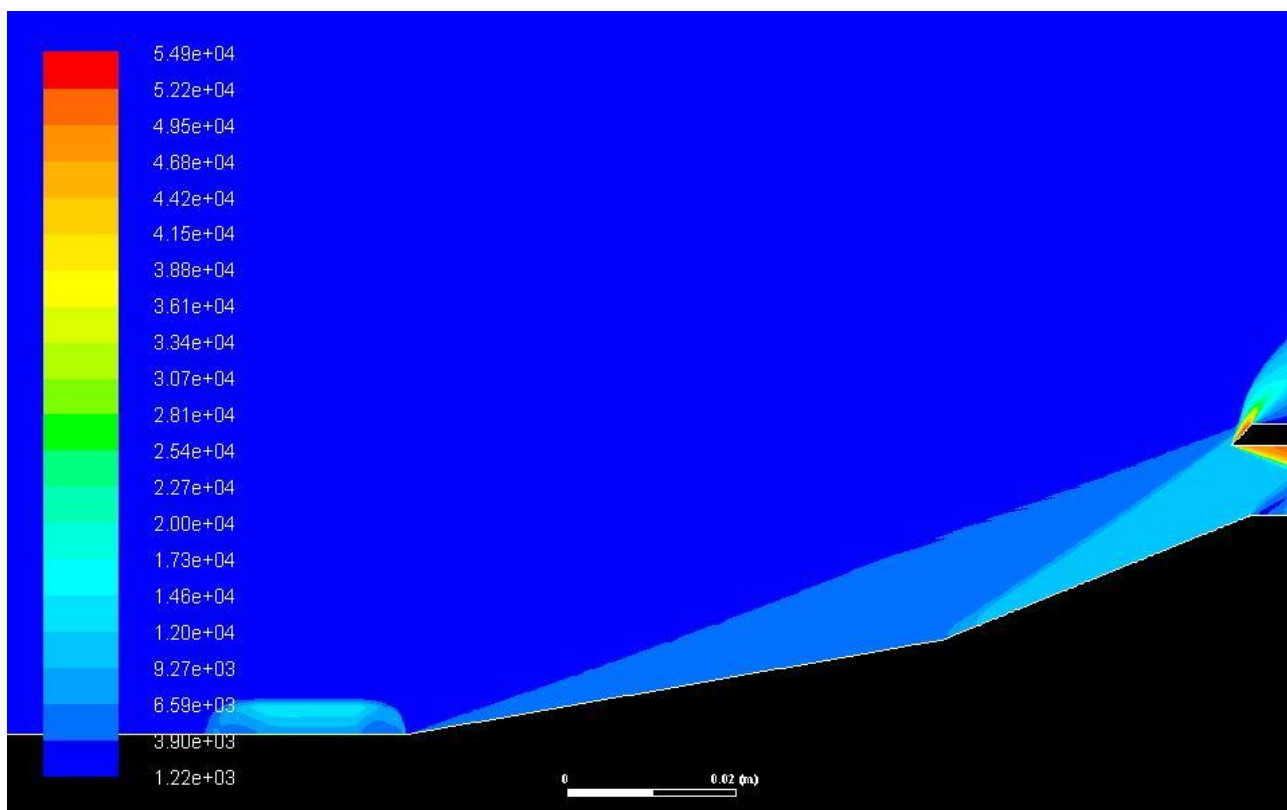


Рисунок 10. Распределение статического давления (Па) (энергия перед воздухозаборником)

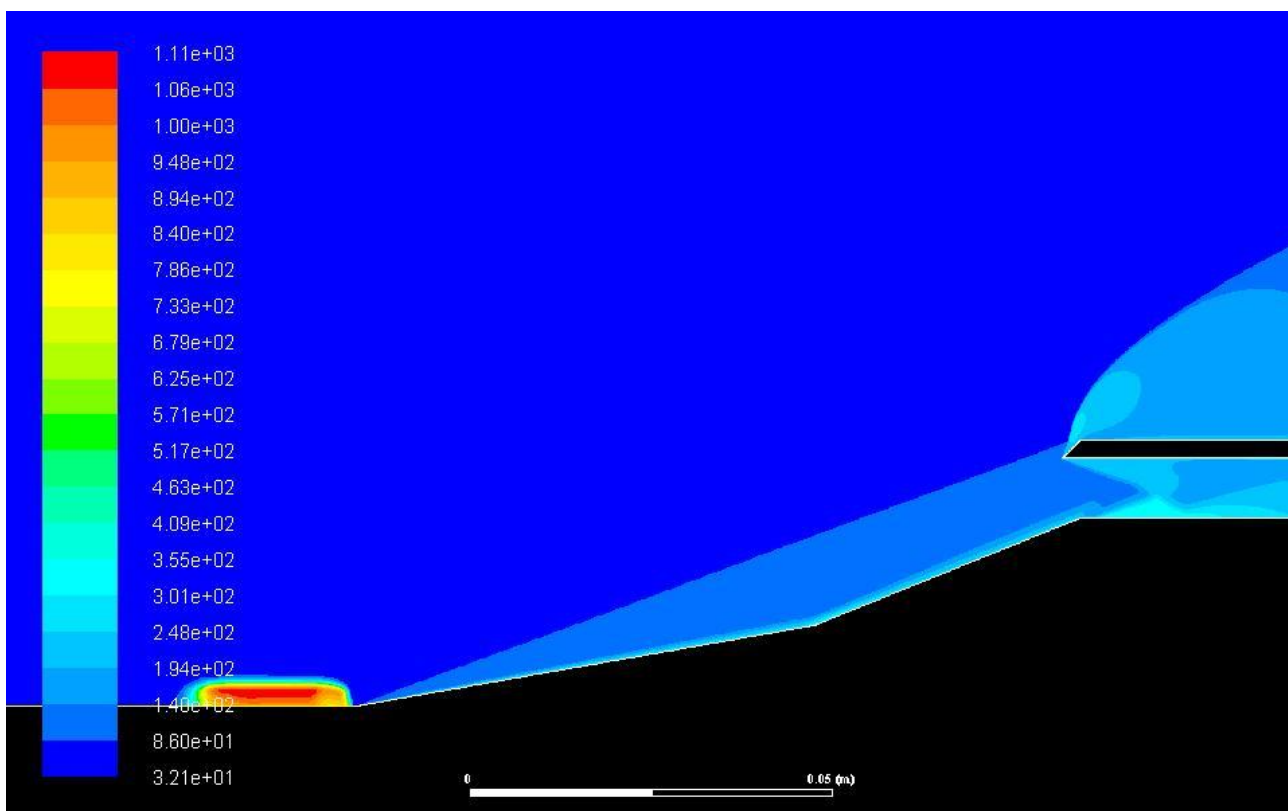


Рисунок 11. Распределение температуры (K) (энергия перед воздухозаборником)

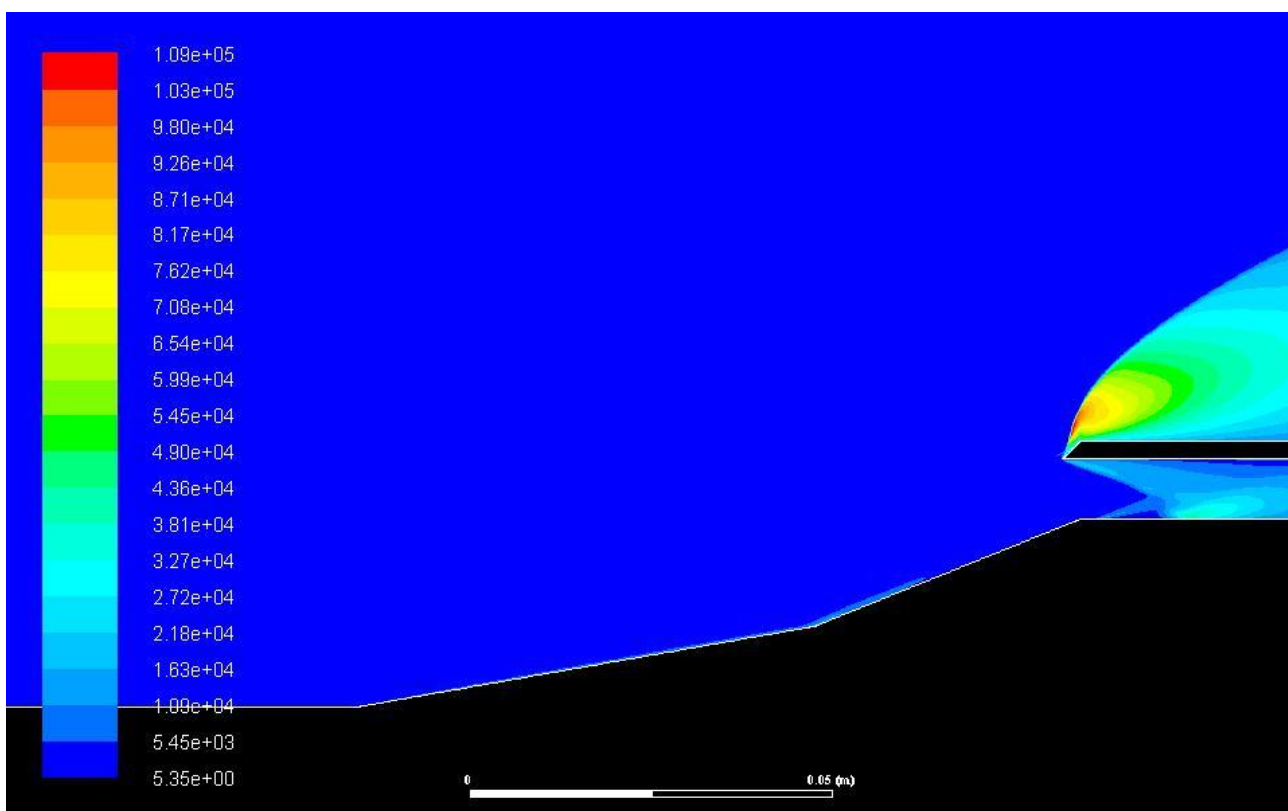


Рисунок 12. Распределение турбулентной кинетической энергии k (m^2/s^2) (энергия перед воздухозаборником)

На рисунках с 13 по 17 возмущение продвигается по первой рампе воздухозаборника.

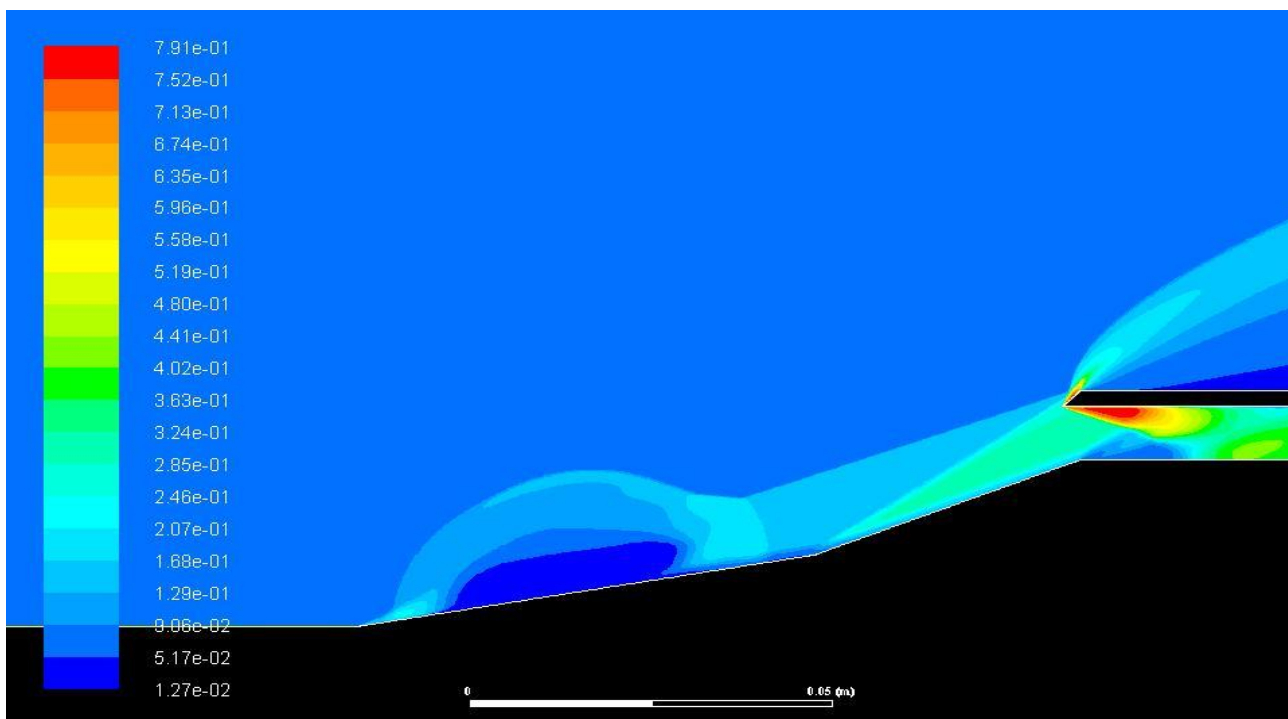


Рисунок 13. Распределение плотности (кг/м^3) (возмущение продвигается по первой рампе)

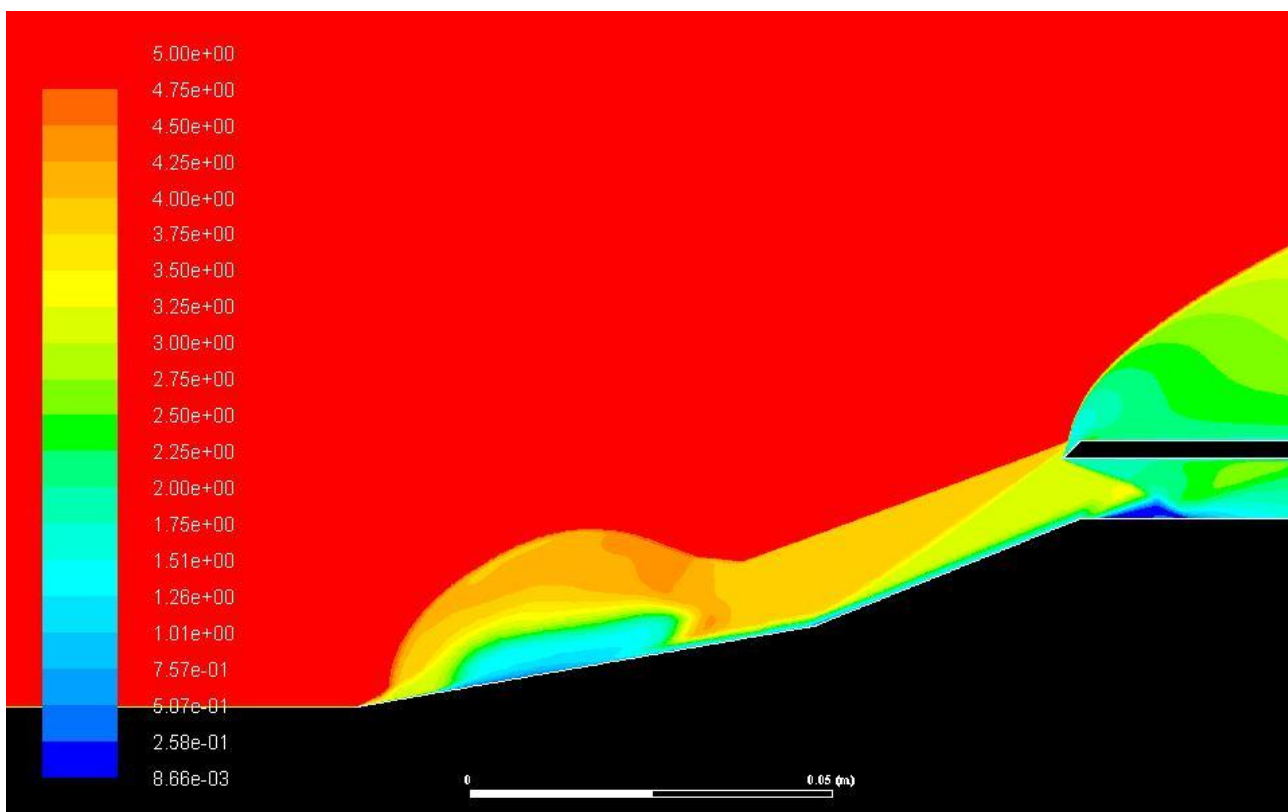


Рисунок 14. Распределение числа Маха (возмущение продвигается по первой рампе)

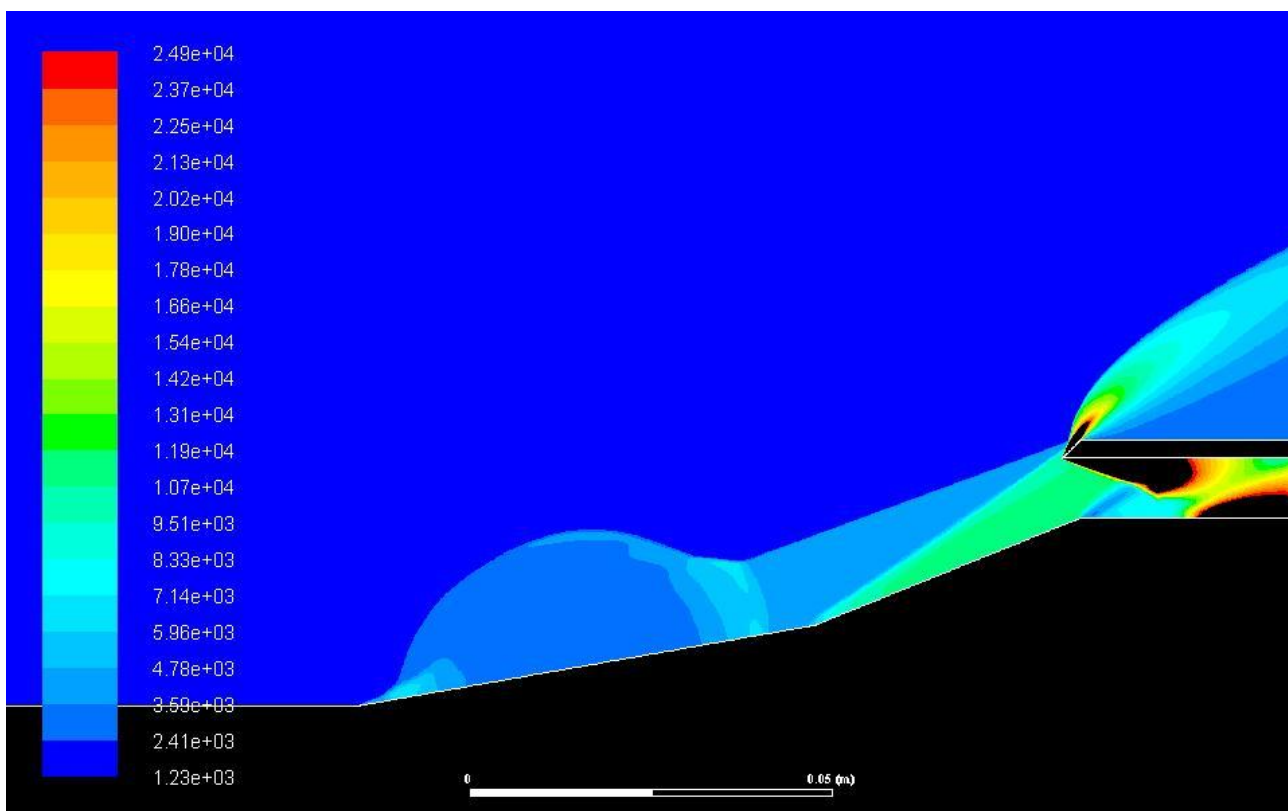


Рисунок 15. Распределение давления (Па) (в черных областях в расчетной области обозначены давления выше 25000 Па)
(возмущение продвигается по первой рампе)

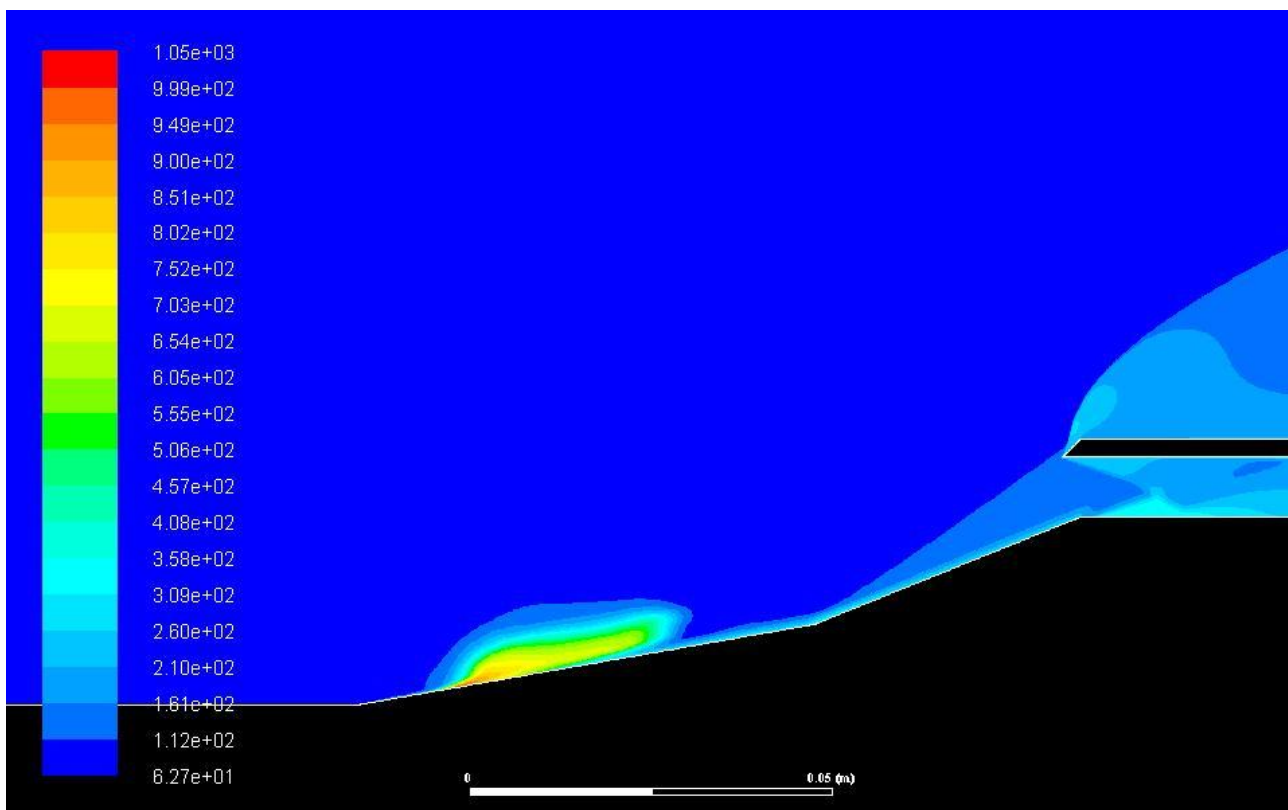


Рисунок 16. Распределение температуры (К) (возмущение продвигается по первой рампе)

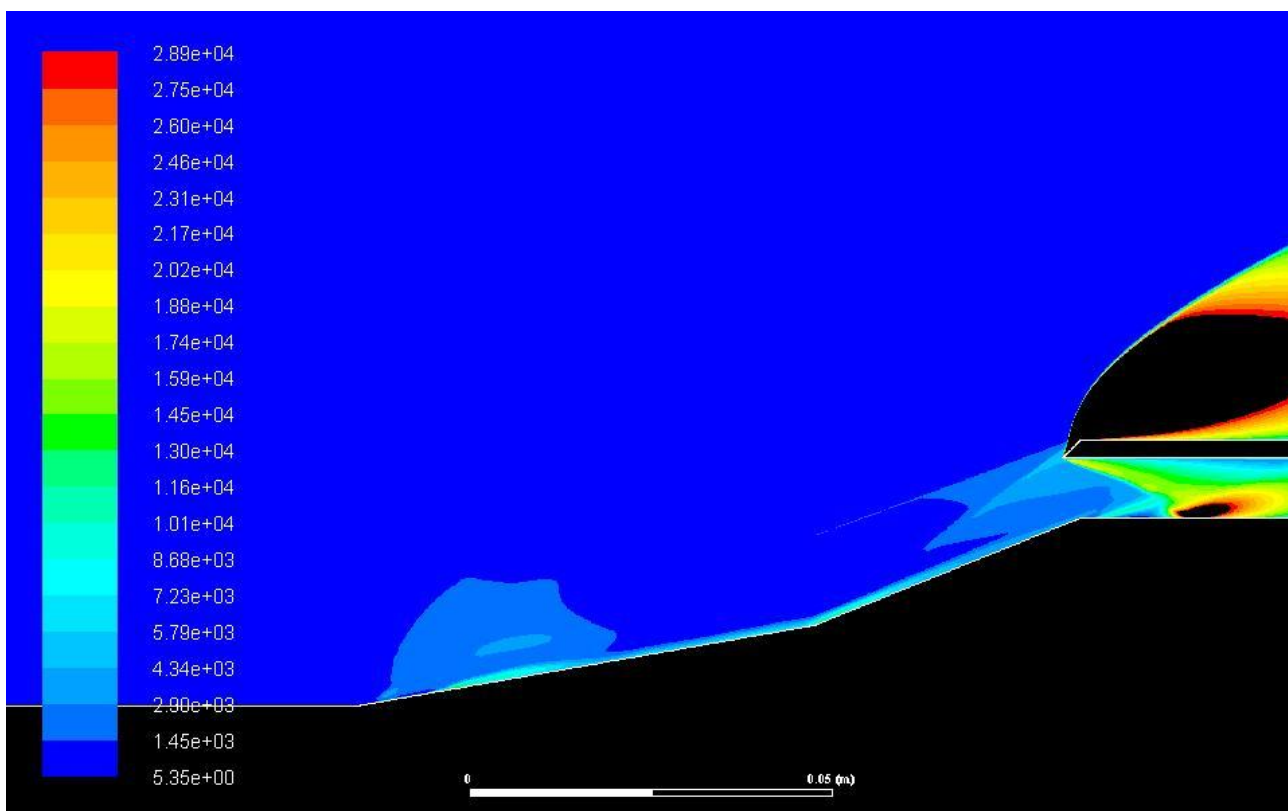


Рисунок 17. Распределение турбулентной кинетической энергии k ($(\text{м}^2)/(\text{с}^2)$) (возмущение продвигается по первой рампе)

На рисунках с 18 по 22 энергия находится на второй рампе.

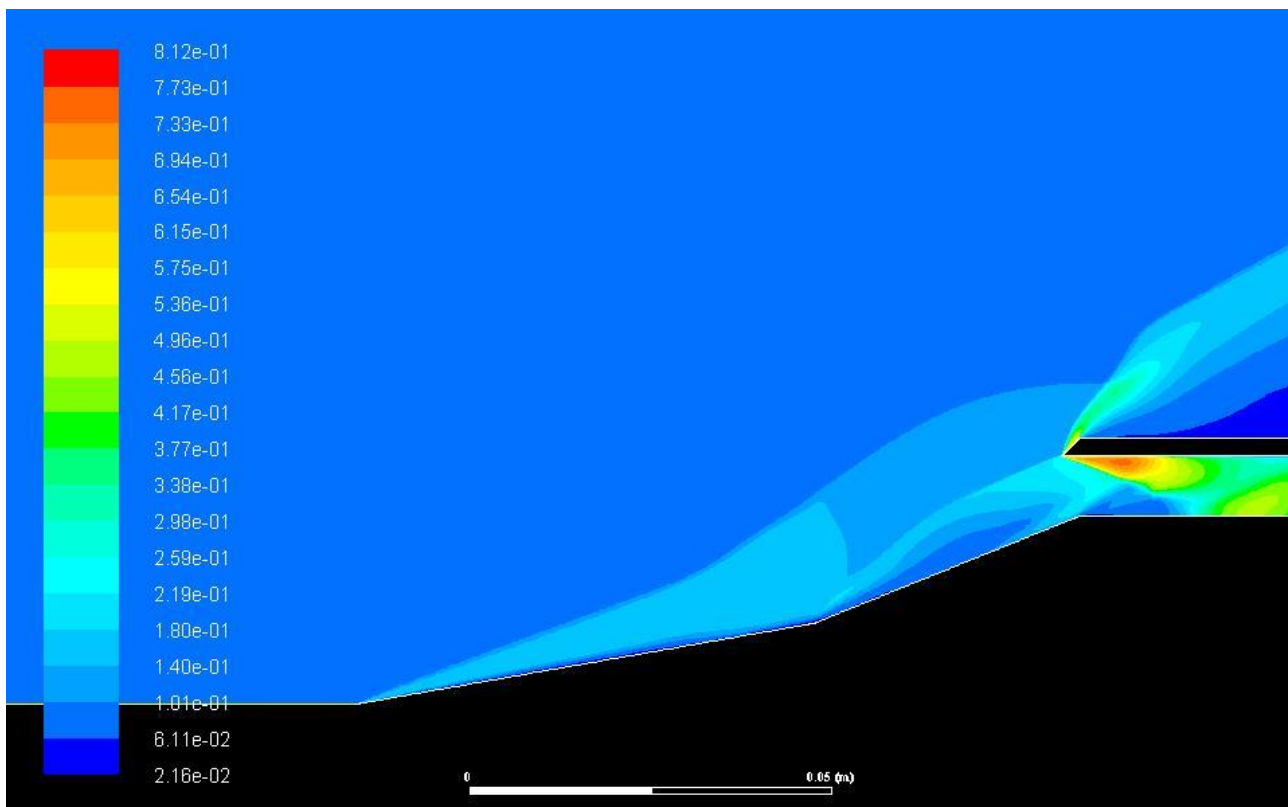


Рисунок 18. Распределение плотности ($\text{кг}/\text{м}^3$) (энергия находится на второй рампе).

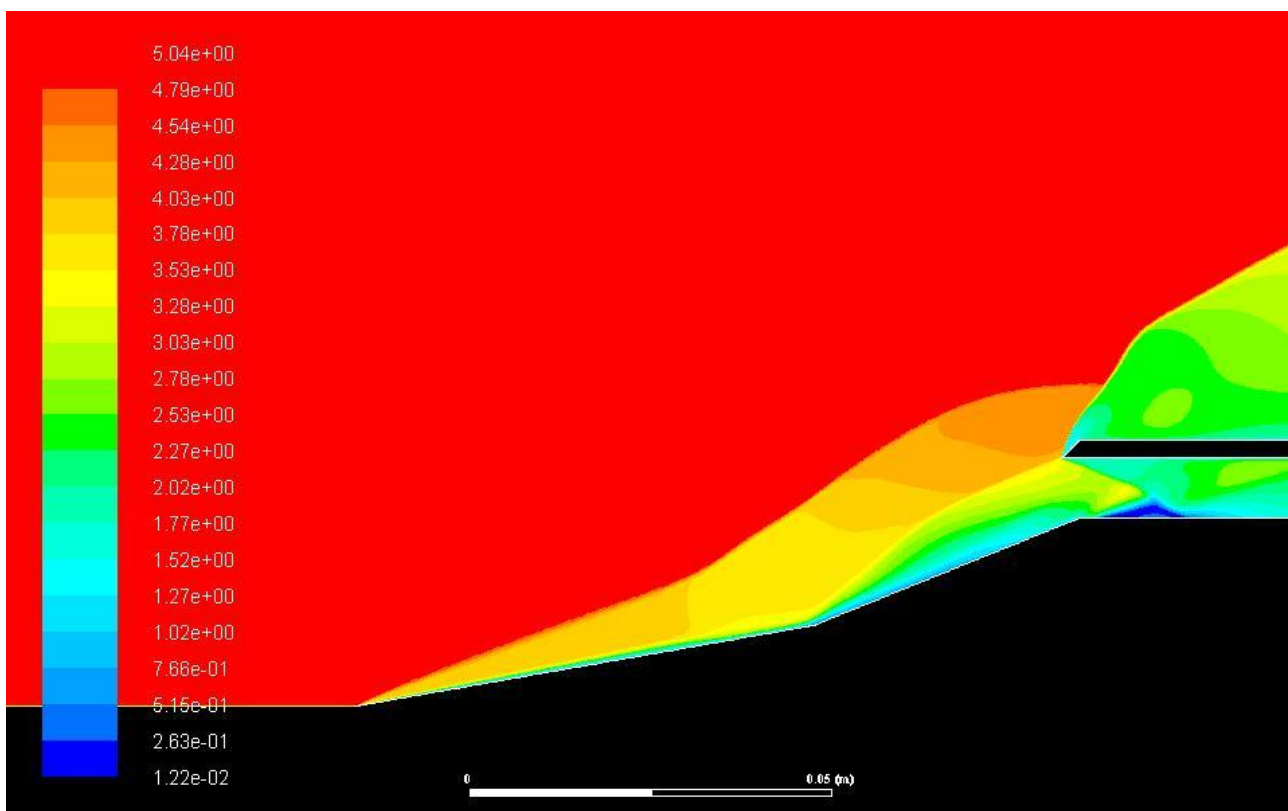


Рисунок 19. Распределение числа Маха (энергия находится на второй рампе).

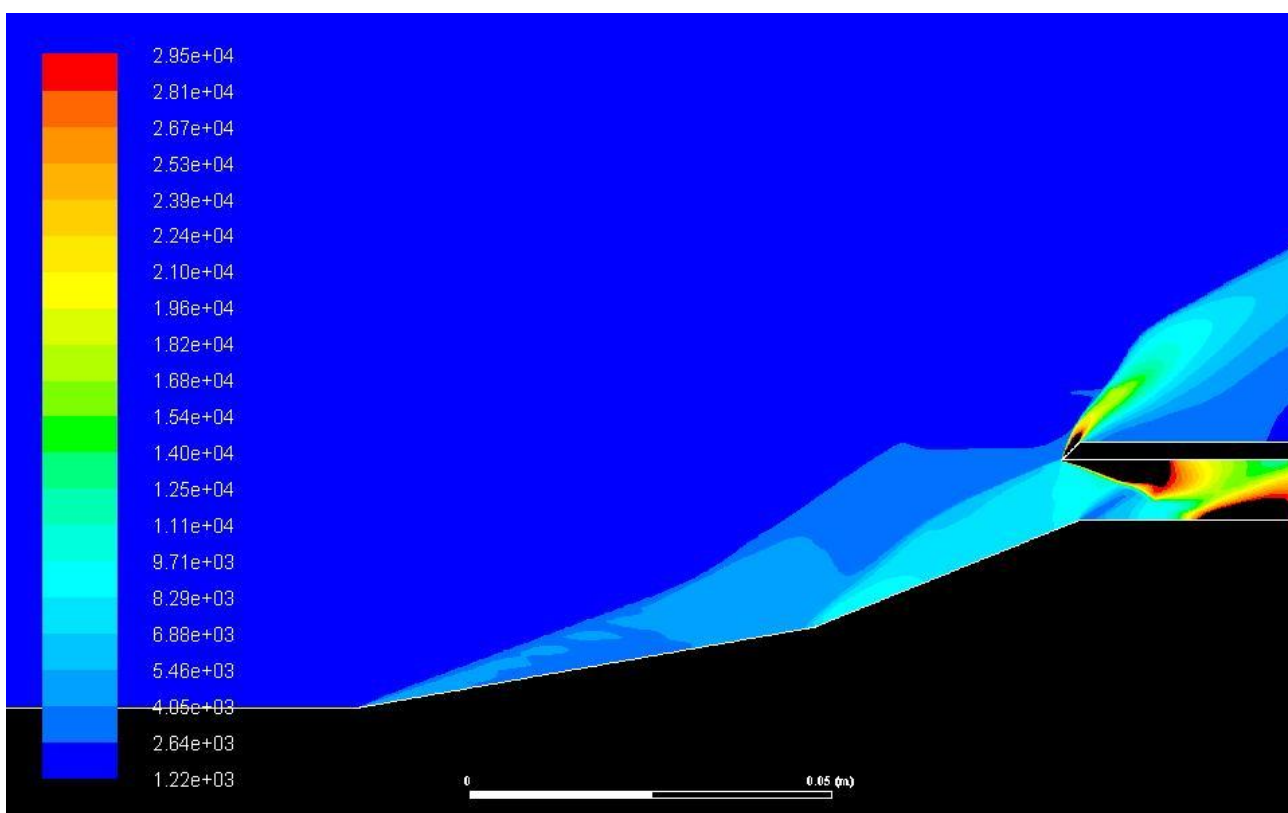


Рисунок 20. Распределение давления (Па) (в черных областях в расчетной области обозначены давления выше 30000 Па) (энергия находится на второй рампе).

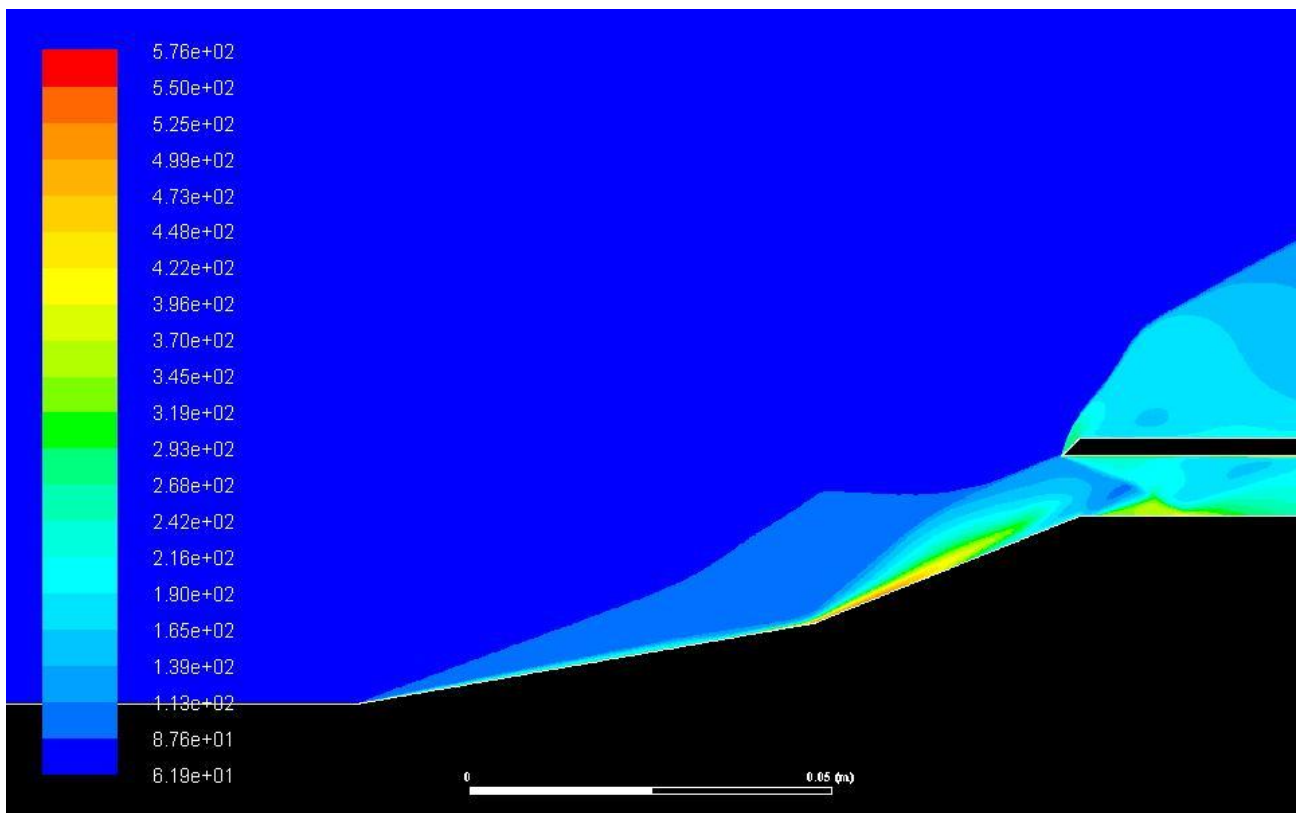


Рисунок 21. Распределение температуры (K) (энергия находится на второй рампе).

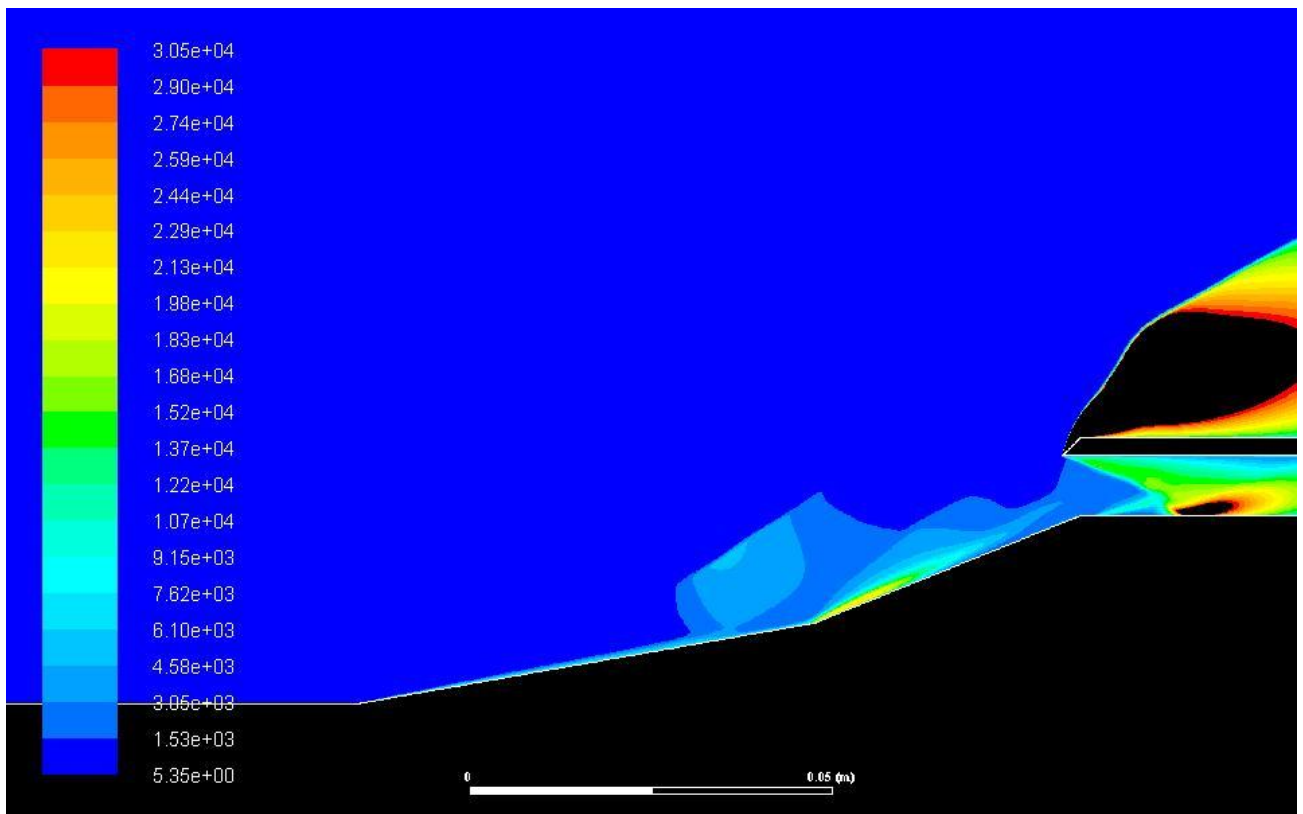


Рисунок 22. Распределение турбулентной кинетической энергии k (m^2/s^2) (в черных областях в расчетной области $k > 30000 \text{ m}^2/\text{s}^2$) (энергия находится на второй рампе).

На рисунках с 23 по 27 возмущение входит в изолятор воздухозаборника.

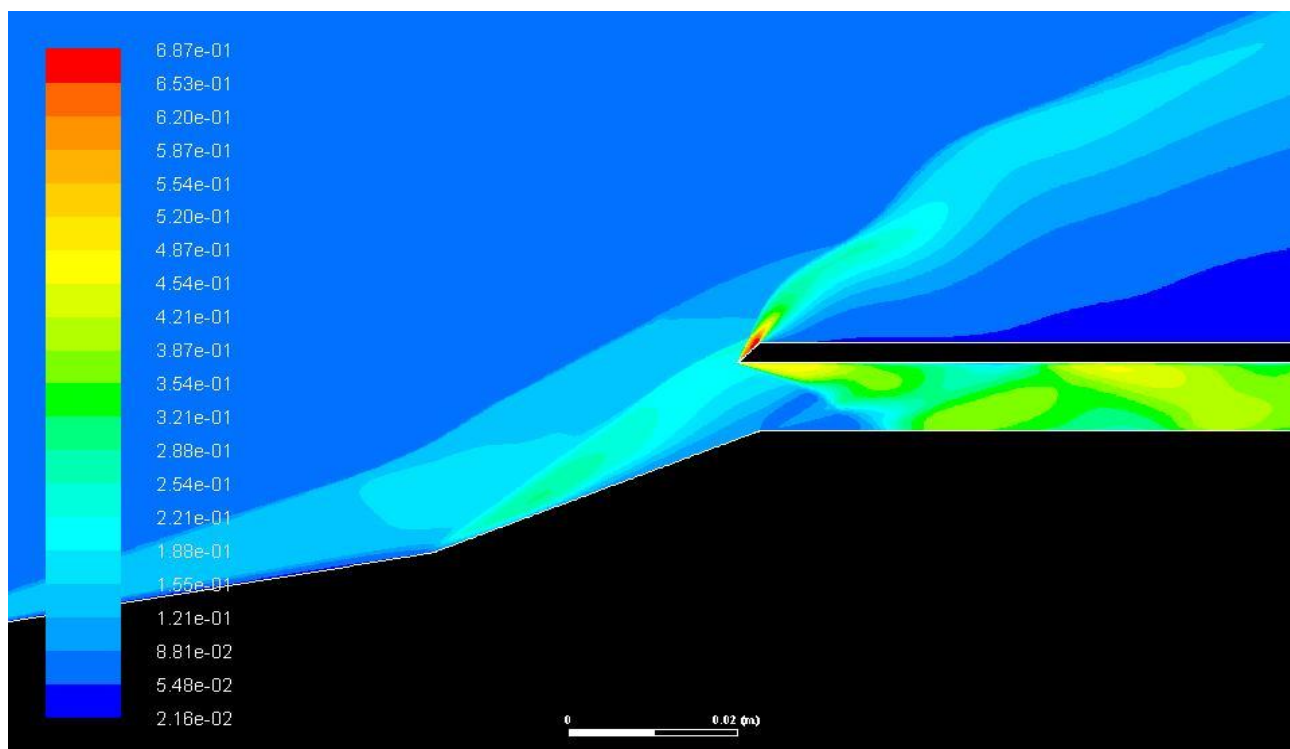


Рисунок 23. Распределение плотности (кг/м^3) (возмущение входит в изолятор воздухозаборника).

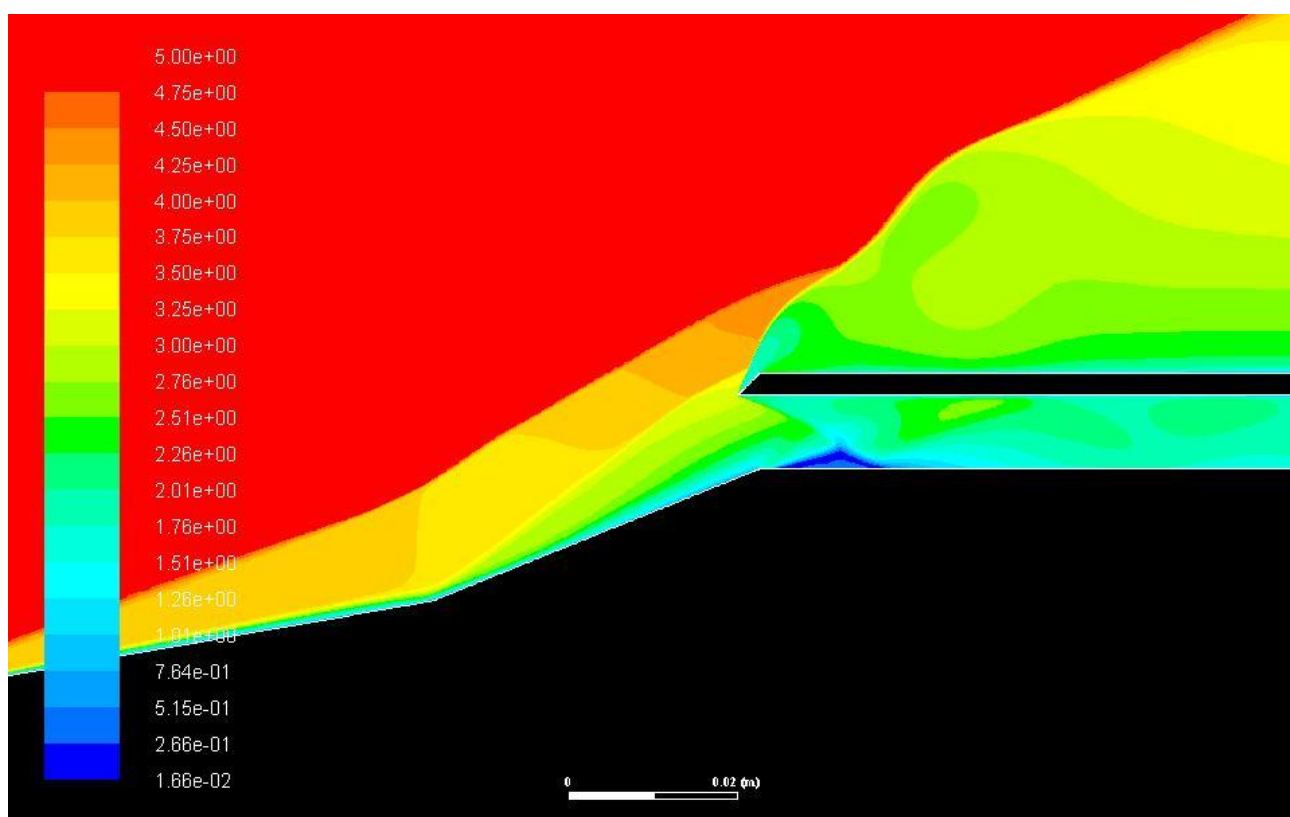


Рисунок 24. Распределение числа Маха (возмущение входит в изолятор воздухозаборника).

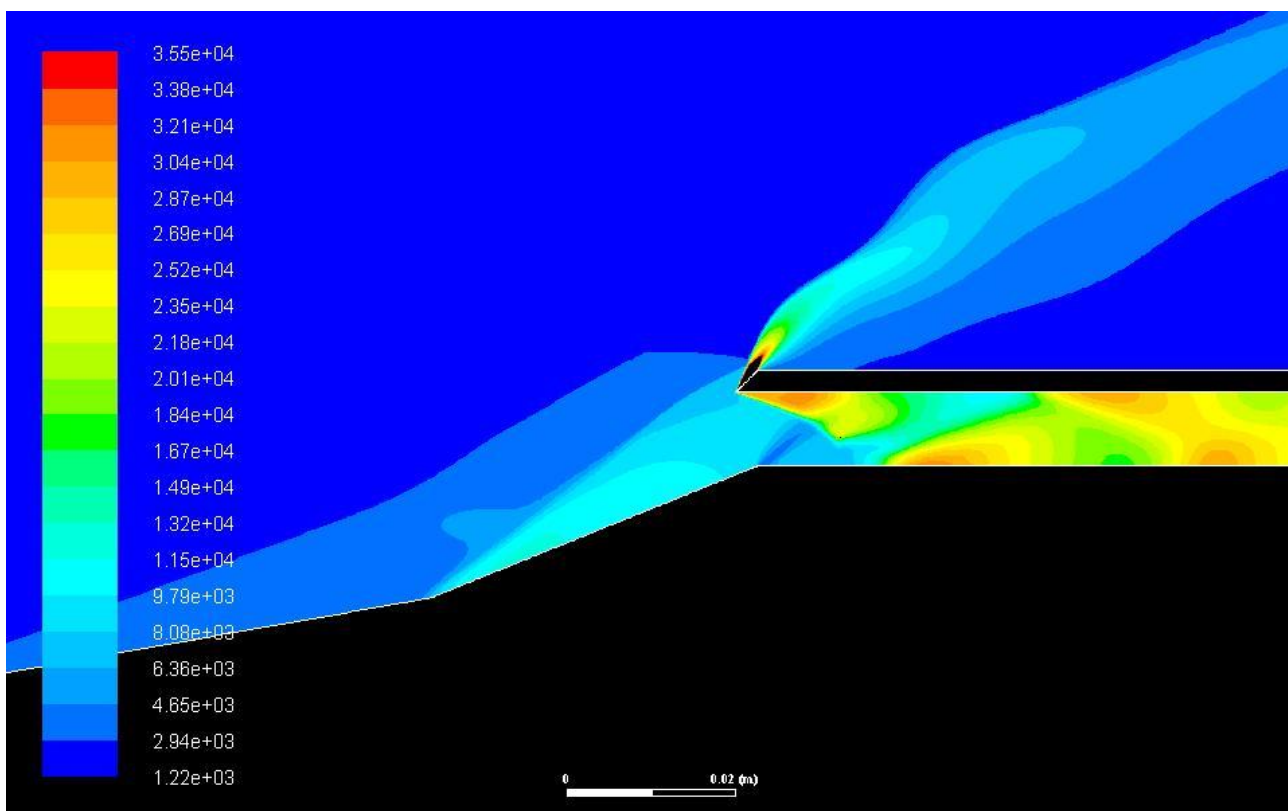


Рисунок 25. Распределение давления (Па) (в черных областях в расчетной области обозначены давления выше 35000 Па) (возмущение входит в изолятор воздухозаборника).

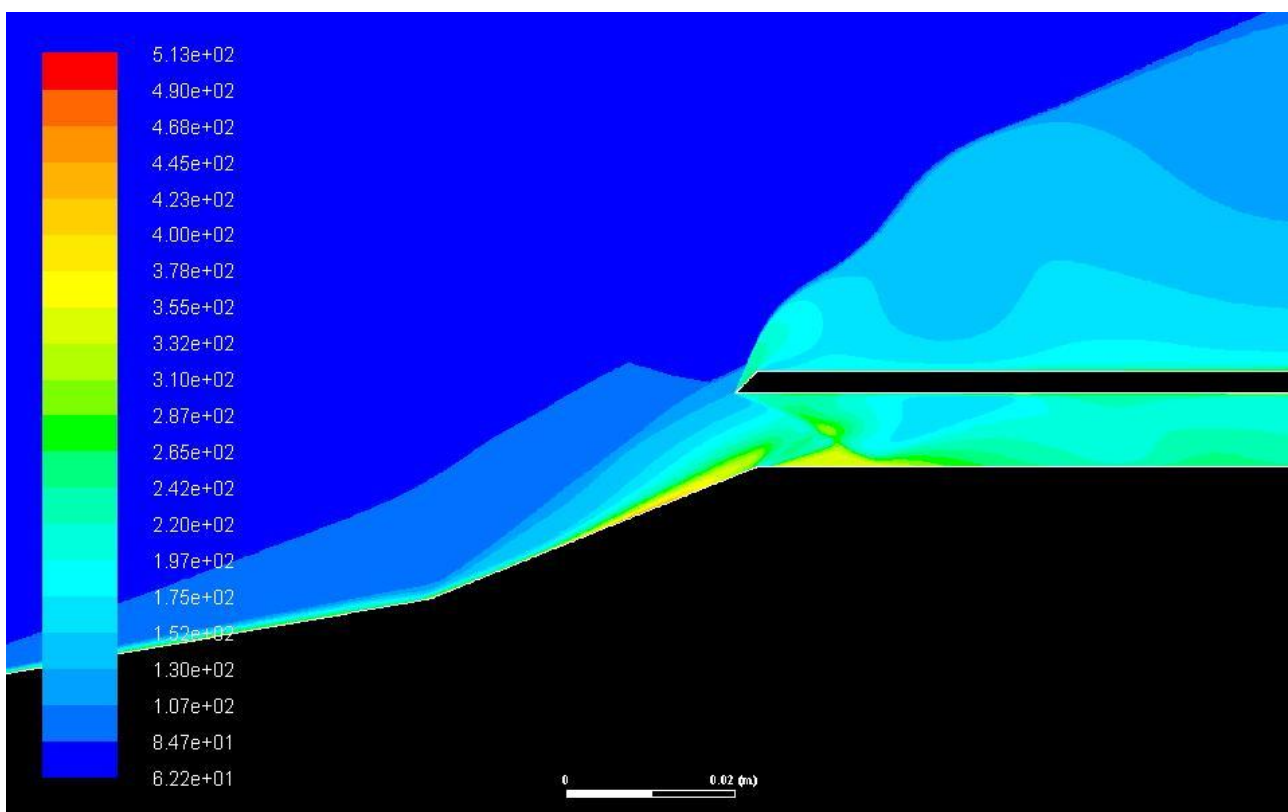


Рисунок 26. Распределение температуры (К) (возмущение входит в изолятор воздухозаборника).

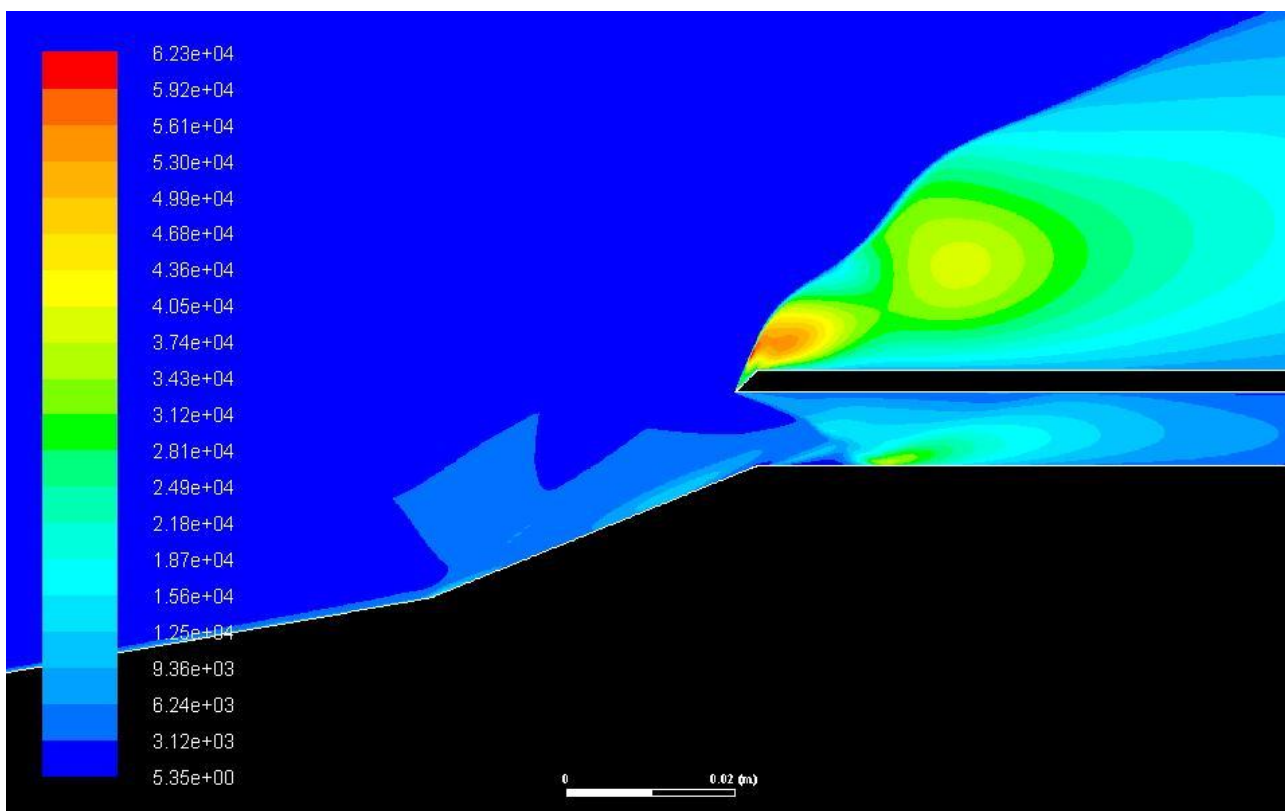


Рисунок 27. Распределение турбулентной кинетической энергии k ($(\text{м}^2)/(\text{с}^2)$) (возмущение входит в изолятор воздухозаборника).

На этих рисунках можем увидеть, как возмущенная область продвигается по воздухозаборнику, при этом разрушая ударно-волновую структуру обтекания. И при прохождении возмущения по изолятору начинается изменение параметров, в том числе влияющих на работу сверхзвукового двигателя.

Следующие графики наглядно показывают изменение расхода и среднего давления на выходе из изолятора воздухозаборника при проходе через него энергии.

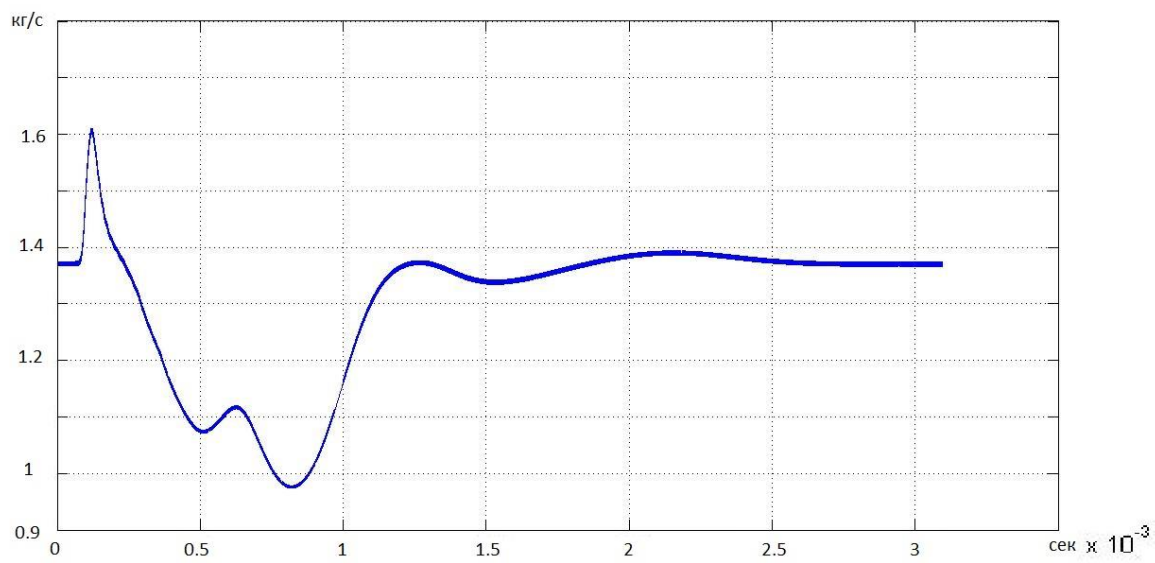


Рисунок 28. График изменения массового расхода на выходе из изолятора воздухозаборника.

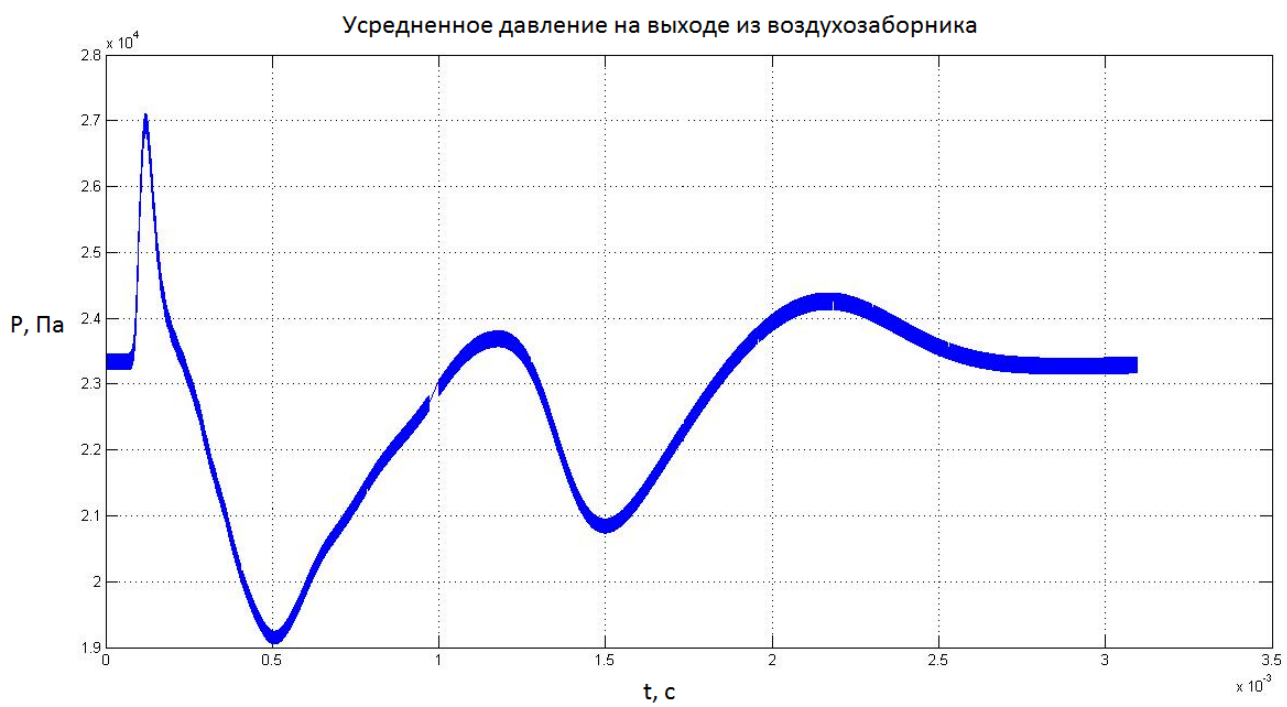


Рисунок 29. Усредненное давление на выходе из изолятора воздухозаборника.

Глава 3. Обсуждение результатов.

В предыдущей главе были показаны результаты численного моделирования обтекания сверхзвукового воздухозаборника с энергоподводом и без него. Стало понятно, что при подводе всего полутора джоулей расход и давление на выходе из воздухозаборника изменяется более чем на 30 процентов, что может являться основанием для дальнейших исследований в этой области. При дальнейшем исследовании станет ясно как будет зависеть работа сверхзвукового двигателя при локальном подводе энергии, и как можно управлять полетом сверхзвуковых летательных аппаратов при помощи подвода энергии.

Вывод

В данной работе было произведено численное моделирование обтекания сверхзвукового воздухозаборника с подводом энергии непосредственно перед ним с целью выявить род влияния на параметры потока, являющимися основными для определения режима работы сверхзвуковых двигателей. Было установлено, что при подводе всего 1,5 Дж энергии с помощью микроволн усредненное давление на выходе из изолятора изменялось на 30%, а массовый расход воздуха сначала резко увеличился на 17%, а затем упал на 30%. Такие сильные колебания параметров потока могут значительно повлиять на работу двигателя. Таким образом, можно сделать вывод о необходимости дальнейших исследований на эту тему, а именно исследовать влияние геометрического расположения энергоподвода и количества подводимой энергии на интересующие параметры.

Литература:

1. Luminescent Measurement Systems for the Investigation of a Scramjet Inlet-Isolator, Azam Che Idris, Mohd Rashdan Saad, Hossein Zare-Behtash and Konstantinos Kontis: Published: 9 April 2014. <http://www.mdpi.com/1424-8220/14/4/6606/htm>
2. Virtual Shapes in Supersonic Flow Control with Energy Addition, M. N. Shneider,* S. O. Macheret, S. H. Zaidi, I. G. Girgis, and R. B. Miles Princeton University, Princeton, New Jersey 08544, JOURNAL OF PROPULSION AND POWER Vol. 24, No. 5, September–October 2008;
3. Effect of Mach number on the efficiency of microwave energy deposition in supersonic flow, V. A. Lashkov, A. G. Karpenko, R. S. Khoronzhuk and I. C. Mashek, Saint Petersburg State University, Saint Petersburg, 198504, Russia (Dated: April 28, 2016)
4. Теоретическая Гидромеханика. Часть 2. Н.Е. Кочин, И.А. Кибель, Н.В. Розе.
5. A New $k - \varepsilon$ Eddy Viscosity Model For High Reynolds Number Turbulent Flows – Model Development and Validation, T.-H. Shih, W.W. Liou, A. Sabbir, and J. Zhu, Institute for Computational Mechanics in propulsion and Center for Modelling of Turbulence and Transition Lewis Research Center, Cleveland, Ohio.